PRINCIPIOS BÁSICOS

1.6 ESTABILIDAD.

La palabra equilibrio (equilibrium) es muy antigua, y tiene la misma raíz que el nombre de la constelación Libra (representada en el zodiaco por una balanza), que debe su nombre a la circunstancia de que en los equinoccios la duración del día y de la noche es la misma, y que en tiempos de Hiparco el equinoccio de otoño se presentaba cuando el sol se proyectaba en esa constelación (hoy se proyecta en Virgo).

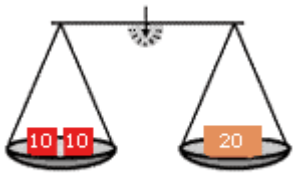

Fig.1.6.1 - Balance

El equilibrio define el estado de un cuerpo o sistema cuando la resultante de las fuerzas que actúan sobre el es nula.

Según la 1ª Ley del Movimiento de Newton, un cuerpo en reposo tiende a estar en reposo, y un cuerpo en movimiento tiende a permanecer en movimiento en línea recta salvo que se le aplique una fuerza externa.
Un cuerpo que no esté acelerando ni decelerando se dice que está en equilibrio: un avión aparcado está en equilibrio; en vuelo recto y nivelado a velocidad constante está en equilibrio; en ascenso o descenso recto a velocidad constante también está en equilibrio. Ahora bien, en un giro a velocidad y altura constante no está en equilibrio puesto que el avión está acelerando hacia el centro del giro.

1.6.1 Estabilidad estática.

Por estabilidad se entiende la respuesta de un sistema cuando se le mueve de una posición de equilibrio.
En nuestro caso, la estabilidad que nos interesa es la capacidad del avión para recobrar una posición de equilibrio después de sufrir una perturbación que la haya modificado (turbulencia, ráfaga de viento, etc…).
La estabilidad se clasifica en tres tipos: positiva, neutra y negativa. La figura 1.6.2 representa esta clasificación por medio de tres ruedas de bicicleta en estado de equilibrio.

Estabilidad **positiva** significa que si un sistema es desplazado de su posición de equilibrio, genera fuerzas tendentes a volver a la posición inicial. Tomemos la rueda de la izquierda en la figura 1.6.2 la cual tiene un contrapeso abajo. Si aplicamos una fuerza que la haga girar en uno u otro sentido esta rueda tratará de volver a su posición inicial.

Estabilidad **neutra** se da cuando un sistema desplazado de su posición de equilibrio no genera ninguna fuerza y permanece equilibrado en esta nueva posición. Si giramos hacia uno u otro lado la rueda del centro de la figura, esta rueda se quedará en equilibrio en la nueva posición en que la dejemos.

Estabilidad **negativa** es cuando un sistema desplazado de su posición de equilibrio genera fuerzas que tienden a desplazarlo aún más. Si movemos algo la rueda de la derecha de la figura, que tiene un contrapeso arriba, esta se irá desplazando cada vez más de la posición de equilibrio inicial.

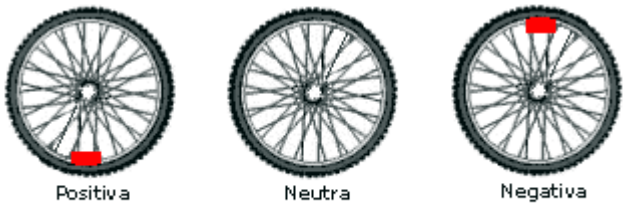

Fig.1.6.2 - Tipos de estabilidad.

Estos ejemplos nos muestran además, que la cantidad de fuerza a aplicar para sacar a un objeto de su posición de equilibrio, mantener el equilibrio en otra posición diferente, o recuperar la posición de equilibrio inicial, es muy diferente según el tipo de estabilidad. Volviendo al ejemplo de las ruedas de bicicleta, para sacarlas de su posición de equilibrio habrá que ejercer cierta fuerza en la rueda de la izquierda, menos fuerza en la rueda del medio, y menos todavía en la rueda de la derecha. Para retornarlas a su posición anterior, habrá que ejercer muy poca fuerza en la rueda de la izquierda (pues tratará de volver ella sola), algo más en la rueda del medio, y bastante más en la de la derecha.

De acuerdo con lo explicado, un avión será **ESTABLE** si separado de su posición de equilibrio tiende a recuperarla; **NEUTRO** si separado de su posición de equilibrio permanece en esa nueva posición sin alejarse más ni volver a la posición inicial, e **INESTABLE** si separado de su posición de equilibrio tiende a alejarse de ella cada vez más. Parece obvio que un aeroplano debería tener estabilidad positiva, quizá neutra, pero en ningún caso negativa.

En un sistema multidimensional debemos considerar la estabilidad para cada uno de sus ejes por separado.

Por ejemplo consideremos un huevo sobre una mesa: un huevo ideal tiene estabilidad neutra respecto a su eje de simetría, es decir que es libre de girar sobre dicho eje. Sin embargo tiene estabilidad positiva respecto de los otros ejes, puesto que si lo tumbamos hacia cualquier lado tenderá a recuperar su posición original.

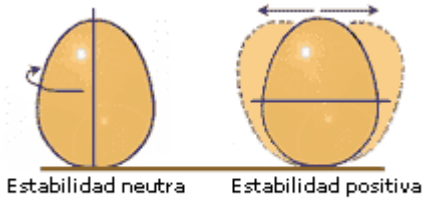

Fig.1.6.3 - Estabilidad según los ejes.

En un avión, que también es un sistema multidimensional, la estabilidad se refiere a cada uno de los tres ejes de movimiento del mismo: longitudinal, lateral y vertical (1.5.1).

1.6.2 Estabilidad dinámica.

Sucede que las fuerzas tendentes a recuperar la posición de equilibrio pueden ser tan grandes que fuercen al sistema a ir más allá de la posición inicial. En el ejemplo anterior, al soltar el huevo que habíamos tumbado en la mesa, este irá más allá de su posición de equilibrio inicial oscilando a uno y otro lado, cada vez con menor intensidad, hasta recuperar el equilibrio plenamente. Pues bien, estabilidad dinámica es la propiedad que amortigua estas oscilaciones haciéndolas cada vez menores en intensidad.

Un sistema posee estabilidad dinámica si el movimiento del sistema produce una fuerza que se opone a ese movimiento. La rueda central de la figura 1.6.2 apenas tiene estabilidad dinámica, pues si la hacemos girar estará girando bastante tiempo debido a que la única fuerza que se opone a este movimiento es la fricción del aire.

También la estabilidad dinámica puede ser positiva, neutra, o negativa; positiva cuando las oscilaciones se amortiguan cada vez más hasta pararlas; neutra cuando no se amortiguan; y negativa cuando se van haciendo cada vez mayores.

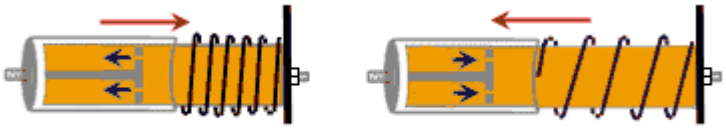

Fig.1.6.4 - Amortiguador hidráulico.

La figura 1.6.4 puede servirnos de modelo para diferenciar ambos tipos de estabilidad. El muelle es un ejemplo de estabilidad *estática* positiva, pues cuando se le estire o comprima, tratará de volver a su posición de equilibrio, eso si oscilando a uno y otro lado hasta encontrarla.

El amortiguador, es un ejemplo de estabilidad *dinámica* positiva. Al comprimirse, el aceite que contiene es obligado a pasar hacia arriba a través de unos pequeños agujeros, suavizando este movimiento. Pero cuando el muelle tienda a recuperar la posición inicial, el aceite en la parte de arriba será forzado a pasar hacia abajo a través de los mismos agujeros, suavizando de nuevo el movimiento y las oscilaciones. En cualquiera de los dos casos, la dificultad del aceite para pasar de uno a otro lado debido a su viscosidad es la fuerza que se opone al movimiento del amortiguador.

La estabilidad estática se refiere a las fuerzas que se desarrollan dependiendo de la posición del sistema, mientras que la estabilidad dinámica se refiere a las que se desarrollan en función de la velocidad. En el caso del muelle este reacciona cuando se le saca de su posición, mientras el amortiguador crea una fuerza que es proporcional al movimiento del aceite.

Cuando un sistema tiene estabilidad estática positiva pero no suficiente estabilidad dinámica (amortiguación) surgen las oscilaciones.

Una mala interpretación de la estabilidad, hace que al hablar de estabilidad refiriéndose a un avión se piense en este volando recto y nivelado. Realmente la estabilidad se refiere a cualquier posición de equilibrio: aparcado, en vuelo recto y nivelado a velocidad constante, en descenso o ascenso a velocidad constante, etc...

1.6.3 Amortiguamiento vertical.

El propósito de este apartado es examinar como responde el avión a los movimientos exclusivamente verticales, y explicar como (salvo en situación cercana a la pérdida) resiste eficazmente estos movimientos.

Normalmente un aeroplano está en equilibrio, todas sus fuerzas están en balance, pero para conocer como el avión mantiene este equilibrio vamos a centrarnos en el escenario expuesto en la figura 1.6.5.

Inicialmente el avión está volando recto y nivelado, las fuerzas verticales están en equilibrio. Pero en un momento dado hay un cambio súbito en este equilibrio, por ejemplo se corta el viento que teníamos de frente y la pérdida de velocidad provoca que la sustentación sea menor que el peso. Esto debería provocar que el avión entrase en una trayectoria descendente, y puesto que estas fuerzas seguirían desequilibradas, cada vez más rápidamente. Sin embargo no es esto lo que ocurre, pues tan pronto como las alas inciden hacia abajo con una velocidad apreciable *el ángulo de ataque es diferente*. Sabemos que el ángulo de ataque es el formado por la cuerda del ala y el viento relativo; no hemos cambiado nuestra actitud y la cuerda del ala sigue la misma línea, pero el viento relativo ha cambiado de dirección, viene de delante y *abajo*. Esto supone que tenemos mayor ángulo de ataque luego mayor sustentación, y este extra equilibrará de nuevo las fuerzas verticales. Pero un mayor ángulo de ataque también implica una mayor resistencia, la cual equilibra la tendencia a acelerar. El resultado sería una trayectoria descendente *no acelerada*.

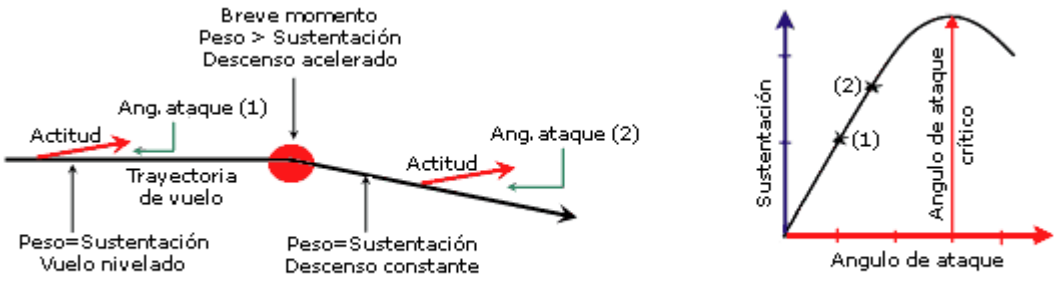

Fig.1.6.5 - Desarrollo del amortiguamiento vertical.

Este amortiguamiento vertical responde a la reacción inicial del avión, pues hay una segunda reacción (1.6.5) que provoca que el avión trate de volver a la trayectoria inicial.

El fuerte amortiguamiento vertical es la razón por la cual se asume siempre que la sustentación es igual al peso. Si las fuerzas estuvieran desequilibradas el avión debería acelerar hacia arriba o abajo hasta que un nuevo ángulo de ataque las equilibrara, pero en la práctica el balance se realiza tan rápidamente que la diferencia entre el peso y la sustentación no es apreciable.

No obstante, esta capacidad de amortiguamiento no debería ser tomada por el piloto como una garantía, pues tal como muestra la fig.1.6.6 pudiera suceder que el nuevo ángulo de ataque exceda el ángulo de ataque crítico y nos haga entrar en pérdida. En este caso no solo no se incrementa la sustentación sino que disminuye con la pérdida, por lo que las fuerzas se desequilibran más todavía y el avión entra en un descenso acelerado.

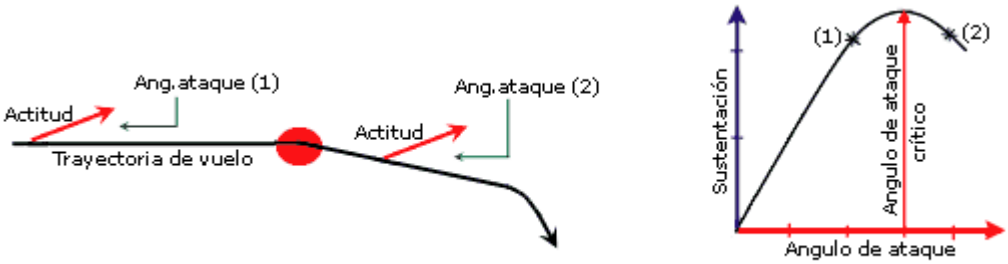

Fig.1.6.6 - Pérdida de amortiguamiento vertical.

1.6.4 Amortiguamiento del alabeo.

Antes hemos visto como el avión responde al desequilibrio de las fuerzas puramente verticales. Ahora consideraremos como responde al desequilibrio de fuerzas que causa el giro sobre el eje de alabeo, para lo cual nos serviremos de la situación planteada en la fig.1.6.7. Como en el caso anterior, inicialmente estamos en vuelo recto y nivelado y con las fuerzas equilibradas. Pero supongamos que toda la carga que llevamos se mueve repentinamente al mismo lado del avión, provocando un súbito desequilibrio del peso a soportar por cada ala. Aunque el morro del avión se mueve hacia delante en la misma trayectoria, el ala con menor peso se mueve adelante y *arriba* disminuyendo su ángulo de ataque, mientras que el ala con mayor peso se mueve adelante y *abajo* aumentando su ángulo de ataque. El ala con ángulo de ataque disminuido minora su sustentación, en tanto el ala con el ángulo de ataque incrementado aumenta su sustentación; de esta manera cada ala equilibra el diferente peso que soporta con diferente cantidad de sustentación.

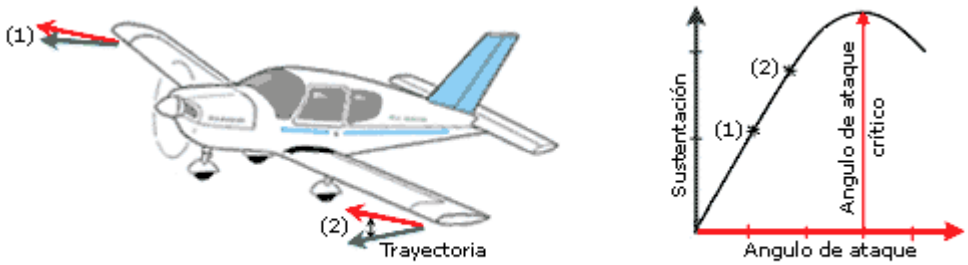

Fig.1.6.7 - Desarrollo del amortiguamiento al alabeo.

Como en el caso del amortiguamiento vertical, puede suceder que el ala que aumenta su ángulo de ataque exceda el ángulo de ataque crítico y entre en pérdida, con lo cual no solo no aumenta su sustentación sino que la disminuye cada vez más. Las fuerzas aerodinámicas no se oponen al movimiento sino que lo amplifican.
Esta situación es mucho más peligrosa que la pintada anteriormente, y es precisamente la forma en que se entra en una barrena, un ala que sobrepasa el ángulo de ataque crítico y otra que no.

Este amortiguamiento es crucial para el vuelo, por lo que los diseñadores lo enfatizan en sus modelos. Para ello diseñan las alas con un ángulo de incidencia decreciente hacia la punta (torsión), o dando distinta curvatura a cada perfil del ala, o ambas cosas. De esta forma, todas las secciones del ala contribuyen por igual a la sustentación y al amortiguamiento vertical, pero la sección de ala más cercana al fuselaje contribuye menos al amortiguamiento al alabeo que la sección del extremo del ala. Así, cuando el ala entera alcance su máximo coeficiente de sustentación, la raíz estará en pérdida pero los extremos no, aportando una cantidad considerable de amortiguación al alabeo.

1.6.5 Estabilidad longitudinal.

La estabilidad longitudinal, se refiere al movimiento del avión sobre su eje transversal (morro arriba/abajo) y es la más importante porque determina en gran medida las características de cabeceo del mismo, particularmente las relativas a la pérdida. Lo confuso de esta definición se debe a la denominación de los ejes del avión, tal como se comentó en el apartado 1.5.1. Es menos farragoso hablar de estabilidad sobre el eje de cabeceo.

De todas las características que afectan al balance y controlabilidad del avión, la de mayor importancia es la estabilidad longitudinal. Es bastante inseguro y poco confortable que un avión muestre tendencia a encabritarse o picar, cuando nuestra atención se encuentra ocupada en otra cosa.

Aunque es difícil obtener un grado exacto de estabilidad longitudinal para todas las condiciones de vuelo, es esencial conseguir un compromiso aceptable para que el vuelo sea seguro y confortable. La estabilidad longitudinal del avión esta resuelta primariamente por el estabilizador horizontal de cola (fig.1.6.8). Puesto a propósito en la parte más alejada de las alas, este estabilizador aerodinámico genera las fuerzas necesarias para contrarrestar el efecto de fuerzas externas. Al ser la parte más alejada del centro de gravedad cualquier fuerza, por pequeña que sea, ejercida sobre este dispositivo tendrá un gran efecto de corrección (mayor par de fuerza).

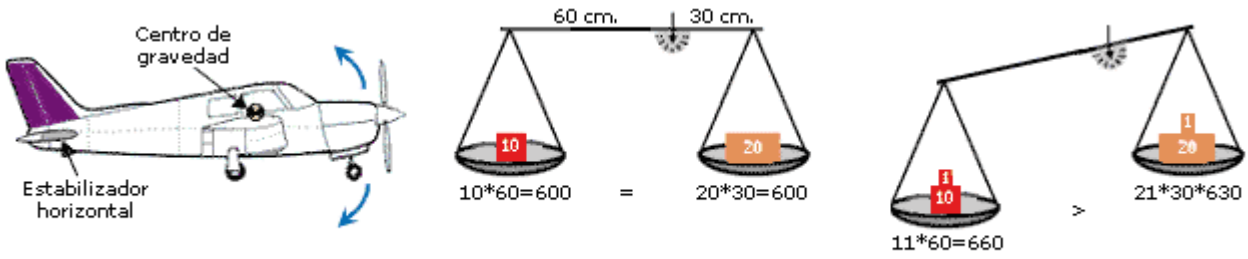

Fig.1.6.8 - Estabilizador horizontal y efecto del par de fuerza.

En la fig.1.6.8 tenemos una ¿balanza? con los brazos desiguales; en la parte izquierda está en equilibrio (600=600) mientras que a la derecha observamos el distinto par de fuerza ejercido si le añadimos 1 kg. a cada platillo (660>630).

Si una racha de viento nos levanta el morro del avión, es porque viene por debajo de nuestra trayectoria de vuelo y afectará tanto a las alas como a la cola del avión. Este cambio del viento relativo supone un incremento del ángulo de ataque (más sustentación), más acusado en la cola debido a su mayor distancia al centro de gravedad (como en la ¿balanza? de brazos desiguales), la cual se levantará volviendo a poner el morro con la actitud anterior y disminuyendo el ángulo de ataque de las alas.
Si la racha viene por arriba habrá menos ángulo de ataque, y el déficit de sustentación más acusado en la cola hará que esta baje volviendo a poner el avión en equilibrio.

Decalaje. Para mejorar las características de pérdida (Ver 1.8.3), normalmente los aviones se diseñan de manera que el estabilizador horizontal de cola tiene menor ángulo de incidencia que las alas. Esta diferencia de ángulos de incidencia entre superficies aerodinámicas recibe el nombre de decalaje. Veamos con un ejemplo el desarrollo de la estabilidad longitudinal explicado, incluyendo esta característica de diseño.

En la fig.1.6.9 se muestra un avión con decalaje=2º. Supongamos pues, que estamos volando con un ángulo de ataque de 3º en las alas y 1º en el estabilizador (imagen izquierda) y nos alcanza una ráfaga que viene 1º por debajo de nuestra trayectoria (imagen derecha). Esto supone, que aunque nuestra actitud de vuelo no ha cambiado, las alas tienen ahora 4º de ángulo de ataque y el estabilizador horizontal 2º, que se traduce en un incremento de la sustentación en las alas del 50% y del 100% en el estabilizador horizontal, caso similar al efecto de agregar 1 kg. en cada platillo de la balanza del ejemplo anterior.

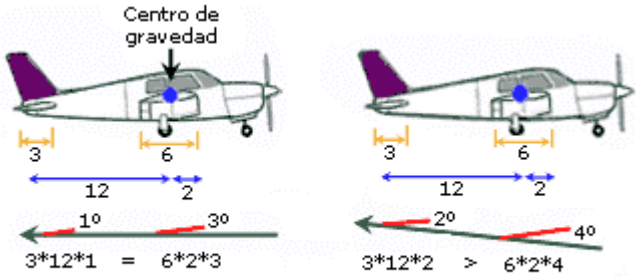

Fig.1.6.9 - Desarrollo de la estabilidad longitudinal.

El mayor incremento de sustentación en la cola junto con el mayor par de fuerza, hará que esta se eleve y baje el morro del avión, recobrándose una posición de equilibrio. Los números de la figura representan superficies (3 y 6), distancias al centro de gravedad (12 y 2) y ángulos de ataque (1º, 2º, 3º y 4º).

A la vista de este funcionamiento, es fácil comprender que la situación del centro de gravedad del avión con respecto al centro aerodinámico es lo que ejerce mayor influencia sobre su estabilidad longitudinal, aunque también influyen los cambios de velocidad, potencia, actitud, etc...(fig.1.6.10).

Si el C.G. y el C.A. están en el mismo plano, el avión tiene estabilidad neutra pues ambas fuerzas tienen el mismo punto de aplicación; si el C.G. esta adelantado con respecto al C.A. el avión es estable y tenderá a picar (morro abajo), y por último si el C.G. esta retrasado con respecto del C.A. el avión es inestable y tiende a encabritarse (morro arriba).

Fig.1.6.10 - Estabilidad longitudinal en función del C.A. y del C.G.

La mayoría de los aviones tienen el Centro de Gravedad adelantado con respecto al Centro Aerodinámico.
El Centro de Gravedad de cada avión viene tabulado por el fabricante, lo mismo que sus límites de desplazamiento, la carga máxima permitida, etc… y es imperativo, para un óptimo control y estabilidad del aeroplano, que el Centro de Gravedad se mantenga dentro de los límites permitidos por su diseñador, pues lo contrario puede provocarnos serios problemas en el control y estabilidad del avión. En el capítulo dedicado a la carga y centrado del avión se explica con mayor detalle los efectos del centro de gravedad desplazado respecto del centro aerodinámico.

Se malinterpreta la estabilidad longitudinal al pensar en un avión estable con respecto al horizonte, lo cual es además una cualidad poco deseable; un avión debe ser longitudinalmente estable a distintos ángulos de ataque.

Merece la pena mencionar, aunque sea brevemente, lo siguiente: tanto el flujo de aire que desplaza la hélice, como el que fluye hacia abajo por el borde de salida del ala inciden sobre la cola del avión afectando a la estabilidad longitudinal. Al extender flaps, el flujo del borde de salida se hace más pronunciado, e incide sobre el estabilizador horizontal de forma distinta según la situación de los planos del avión. Si el avión es de plano bajo, este flujo incidirá sobre la parte inferior del estabilizador haciendo que la cola suba y el morro baje; si el avión es de plano alto incidirá sobre la parte superior del estabilizador, bajando la cola y haciendo subir el morro.

1.6.6 Estabilidad lateral.

La estabilidad lateral se refiere a la mostrada por el avión sobre su eje longitudinal. Un avión que tiende a volver a su posición de alas niveladas después de que una ráfaga de viento levante o baje una de ellas se dice que es lateralmente estable. Nuevamente, sería menos confuso de entender si se habla de estabilidad sobre el eje de alabeo.

La estabilidad lateral del avión viene proporcionada básicamente por el diseño en ángulo diedro de las alas, por el cual los extremos de las alas están en un plano más alto que la parte anclada al fuselaje. El efecto estabilizador de este diseño, ocurre cuando un ala es bajada súbitamente por una ráfaga de aire y debido a ello el avión se desliza sobre esa ala. Este deslizamiento produce un aumento del ángulo de ataque del ala bajada con respecto del ala que está más alta; este incremento produce sustentación adicional en el ala bajada haciendo que esta suba y recupere el equilibrio.

Fig.1.6.11 - Desarrollo de la estabilidad lateral.

1.6.7 Estabilidad direccional.

La estabilidad direccional concierne al movimiento del avión sobre el eje vertical. Si el eje longitudinal del aeroplano tiende a seguir la trayectoria de vuelo, bien en vuelo recto o en giros, se dice que es direccionalmente estable. más claro de comprender si hablamos de estabilidad sobre el eje de guiñada.

El elemento que proporciona estabilidad direccional al avión es el estabilizador vertical de cola, que tiene el mismo funcionamiento aerodinámico que los demás estabilizadores. Si una racha de viento alcanza al avión por un costado, el mayor par de fuerza ejercido por el estabilizador vertical hará que la cola trate de orientarse hacia la ráfaga, moviendo el morro al lado contrario y recuperando de esta forma la trayectoria.

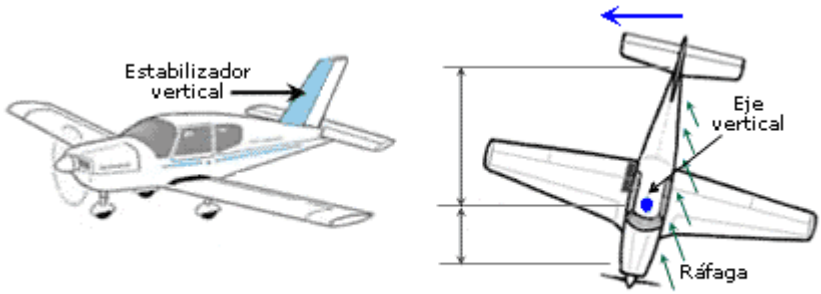

Fig.1.6.12 - Estabilizador vertical y estabilidad direccional.

Notas:

Aunque se ha invertido un gran cantidad de tiempo, dinero y esfuerzo para diseñar aviones que mantengan un estado de equilibrio, el piloto debe ser capaz de interrumpir ese equilibrio para maniobrar el avión. Supongamos que estamos en vuelo recto y nivelado; si deseamos hacer un giro debemos actuar sobre los mandos correspondientes, con lo cual rompemos una situación de equilibrio para ir a otra posición distinta; lo mismo si queremos subir, bajar o volver de nuevo a vuelo recto y nivelado.

De lo visto en este capítulo, se deduce que un aeroplano estable es fácil de volar; ahora bien esto no significa que el piloto deba depender enteramente de la estabilidad del avión para volver a la condición de vuelo original. Incluso en los aeroplanos más estables, se requiere el uso de los controles de vuelo para retornar a la actitud de vuelo deseada.

Un avión bien diseñado requiere menos esfuerzo para controlarlo. Un avión tendrá un tipo de estabilidad según la función para la cual se ha diseñado. Si es estable se comportará con nobleza aun a costa de presentar esfuerzo en los mandos, ya que tratará de volver a su posición de equilibrio; por el contrario, un avión inestable tendrá un comportamiento nervioso ya que cualquier movimiento sacará al avión con facilidad de su posición de equilibrio, característica esta que lo hace idóneo para el vuelo acrobático.

Sumario:

- Equilibrio es el estado de un cuerpo o sistema cuando la resultante de las fuerzas que actúan sobre él es nula.
- Estabilidad es la respuesta de un sistema cuando se le mueve de una posición de equilibrio.
- En un sistema multidimensional debemos considerar la estabilidad para cada uno de sus ejes por separado.
- Hay dos tipos de estabilidad: estabilidad estática, denominada habitualmente estabilidad sin más, y estabilidad dinámica o amortiguamiento.
- La estabilidad puede ser positiva, negativa o neutra.
- Cuando un sistema tiene estabilidad estática positiva pero no suficiente estabilidad dinámica (amortiguación) surgen las oscilaciones.
- La estabilidad en un avión se refiere a cada uno de los tres ejes del mismo: longitudinal, lateral y vertical.
- Un avión tiene una gran capacidad de amortiguamiento vertical.
- El amortiguamiento al alabeo es crucial para el vuelo, y su desarrollo se consigue dándole "torsión" a las alas. En este diseño el ángulo de incidencia va decreciendo de la raíz del ala hacia el extremo.
- Los estabilizadores funcionan bajo los mismos principios aerodinámicos que las alas.
- La estabilidad longitudinal del avión esta resuelta primariamente por el estabilizador horizontal de cola.
- Recibe el nombre de decalaje la diferencia de ángulos de incidencia entre superficies aerodinámicas.
- La situación del centro de gravedad del avión con respecto al centro aerodinámico tiene una gran influencia sobre la estabilidad longitudinal.
- Un avión debe ser estable longitudinalmente a distintos ángulos de ataque, no respecto al horizonte.
- El diseño en ángulo diedro de las alas es el que básicamente proporciona estabilidad lateral al avión.
- El elemento que proporciona estabilidad direccional al avión es el estabilizador vertical de cola.

© M.A.Muñoz Sep/2000